

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
СИБИРСКИЙ ФЕДЕРАЛЬНЫЙ УНИВЕРСИТЕТ

**МЕТОДЫ САМОНАВЕДЕНИЯ  
ИСТРЕБИТЕЛЕЙ И РАКЕТ  
КЛАССА «ВОЗДУХ-ВОЗДУХ»  
НА ГРУППОВУЮ ВОЗДУШНУЮ ЦЕЛЬ**

Монография

Красноярск  
СФУ  
2014

УДК 623.46  
ББК 68.541  
М545

**Авторы:**

*А. В. Богданов*, доктор технических наук, профессор;  
*А. А. Филонов*, доктор технических наук, доцент;  
*А. А. Ковалёв*, кандидат технических наук;  
*А. А. Кучин*, кандидат технических наук (руководитель авторского коллектива);  
*И. В. Лютиков*, кандидат технических наук

**Рецензенты:**

*О. В. Васильев*, доктор технических наук, профессор ВА ВКО им. Г. К. Жукова;  
*Д. С. Викторов*, доктор технических наук, ведущий конструктор ОАО «БАНС»

М545      **Методы самонаведения истребителей и ракет класса «воздух–воздух» на групповую воздушную цель:** монография / под ред. А. А. Кучина. – Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2014. – 168 с. ISBN 978-5-7638-3079-8

Рассмотрены методы самонаведения истребителя и управляемой ракеты класса «воздух–воздух» на элемент групповой воздушной цели. Приведены алгоритмы распознавания направления полета пущенной противником управляемой ракеты класса «воздух–воздух» в бортовой РЛС истребителя.

Предназначена инженерам и научным работникам, занимающимся исследованиями в области радиолокации. Может быть полезна студентам и аспирантам.

**Электронный вариант издания см.:**  
<http://catalog.sfu-kras.ru>

**УДК 623.46**  
**ББК 68.541**

ISBN 978-5-7638-3079-8

© Сибирский федеральный университет, 2014

## ВВЕДЕНИЕ

Анализ военно-политической обстановки в мире свидетельствует о значительном повышении роли ВВС в вооруженных конфликтах [1–13]. Это обусловлено в основном тем, что они способны оказывать внезапное силовое воздействие на важнейшие элементы военного и экономического потенциала противника, оперативно перенацеливать, сосредоточивать ударную мощь и существенно влиять на характер вооруженного конфликта на театре военных действий. При этом основной акцент делается на групповой характер применения авиации, когда ее разнородные силы будут действовать в едином оперативно-тактическом построении. При решении боевых задач применяются сомкнутые, разомкнутые и рассредоточенные БП истребителей, за основу которых принимается их пара.

Сомкнутые БП характеризуются взаимным расположением самолётов в паре или пар в звене с интервалами и дистанциями 20–500 м [1, 2].

Разомкнутый БП отличается увеличенными дистанциями и интервалами (до единиц километров) между самолётами (звеньями) в пределах визуальной или приборной видимости [1, 2].

В рассредоточенном БП самолёты (звенья) расположены друг относительно друга за пределами визуальной видимости.

Определённым образом функционально связанное в пространстве расположение самолётов тактической авиации, объединённых в группу и действующих по единому замыслу, представляет собой ГВЦ, которую с точки зрения ракетного воздействия на неё можно классифицировать [14–25] по численному и типовому составу, функциональному назначению самолётов в группе по принципу «ведущий–ведомый» и характеру полёта по принципу «стационарный полёт–манёвр в группе–манёвр составом группы».

Основным способом уничтожения авиации противника [1, 2] в воздухе является воздушный бой. Наличие в составе авиационных эшелонов ударных тактических истребителей с увеличенным боевым радиусом, оснащённых управляемым оружием класса «воздух–поверхность» большой дальности, создает угрозу их массового проникновения к объектам оперативно-стратегического назначения, что обуславливает необходимость первоочередной борьбы с воздушным противником на дальних подступах путем ведения дальних групповых воздушных боев с применением ракет класса «воздух–воздух» большой и средней дальности.

Из анализа проведенных имитационных, полунатурных и натуральных [7] воздушных боев следует, что если они начинаются с взаимного применения ракет класса «воздух–воздух» большой и средней дальности, то не более 30 % из них завершаются на ближних дистанциях.

Одним из приоритетных направлений развития парка УР средней и большой дальности следует считать использование в них АРГС [26–29]. Так, например, самолёт F-14 может быть оснащён шестью ракетами класса «воздух–воздух» с АРГС типа AIM–54 (большой дальности) [21], на самолёте F-15 может находиться до восьми ракет с АРГС типа Хьюз AMRAM AIM-120A (средней дальности) [30, 31], а на самолёте F/A-18 – до десяти таких ракет [21]. На отечественных истребителях типа Су-34 могут также находиться до восьми УР средней дальности типа РВВ-АЕ с АРГС, а на самолётах типа Су-35 и Су-37 – до десяти таких ракет [32]. Самолет F-22 при выполнении функции противовоздушной обороны также может нести до 4 ракет AMRAAM AIM-120 с АРГС [33, 34]. Кроме ракет AMRAAM AIM-120 различных модификаций разрабатываются перспективные УР с АРГС Meteor и FMRAAM.

Перспективным приемом применения УР с АРГС класса «воздух–воздух» по ГВЦ является практически одновременное наведение нескольких ракет на несколько воздушных целей из состава группы по заданному с борта истребителя виду ЦР, т. е. реализация индивидуального наведения ракеты на заданную цель из состава группы. При этом возникает необходимость в обязательном выполнении следующих требований:

- все цели в составе группы должны быть разрешены в БРЛС истребителя для выдачи в АРГС ракет достоверного предстартового ЦУ;
- все цели в составе группы должны быть также разрешены в АРГС ракеты на этапе ее самонаведения на ГВЦ для эффективного индивидуального наведения УР на заданную в соответствии с ЦУ воздушную цель в группе.

При полёте целей в сомкнутом боевом порядке, когда линейное расстояние между самолётами в группе составляет 150–300 м, все они на типичных значениях дальностей обнаружения целей в БРЛС истребителя и АРГС ракеты будут находиться в главном луче ДНА. Данное обстоятельство и обуславливает необходимость в первоочередном решении задачи разрешения целей в группе.

В общем случае БРЛС истребителя и АРГС ракеты как информационно-вычислительные подсистемы входят в состав РЭСУ [27, 28], главным содержанием которой являются:

- совокупность алгоритмов обработки информации, позволяющих осуществлять на борту истребителя или ракеты обнаружение, разрешение, сопровождение и распознавание атакуемых воздушных целей;
- методы самонаведения истребителей и ракет (алгоритмы функционирования соответствующих РЭСУ), которые должны обеспечивать не только полёт ЛА по определённой траектории, но и необходимые условия для эффективной работы алгоритмов обработки информации, позволяю-

щие извлечь её из отражённых от воздушных целей радиолокационных сигналов [27, 28].

В [16–20, 27, 28, 39] показано, что для осуществления эффективной атаки элементов ГВЦ необходимо в первую очередь обеспечить в БРЛС истребителя и АРГС ракеты селекцию целей из состава сомкнутого БП (находящихся в главном луче ДНА) с точки зрения их разрешения и распознавания. Наиболее эффективным путём разрешения воздушных целей, осуществляющих полёт в сомкнутых БП (находящихся в главном луче ДНА БРЛС и АРГС), является использование алгоритмов, основанных на применении узкополосной доплеровской фильтрации (УДФ) отраженных сигналов при их спектральном анализе в БРЛС или АРГС, построенных по импульсно-доплеровскому принципу обработки сигналов. Применение такого принципа построения бортовых радиолокационных систем позволяет использовать в них при обработке сигналов длительное их когерентное накопление или узкополосную доплеровскую фильтрацию отражённых сигналов. В [50] показано, что её применение позволит осуществить на дальностях, в несколько раз превышающих дальности обнаружения целей в БРЛС и АРГС ракеты, разрешение элементов ГВЦ с линейным расстоянием между ними 50–300 м.

Однако из-за имеющейся неоднозначности «угол–доплеровская частота» [50] возможны ситуации, когда скоростные и угловые флюктуации целей в группе взаимно компенсируются, что приводит к неразрешению целей по доплеровской частоте в БРЛС истребителя или АРГС ракеты даже при использовании узкополосной доплеровской фильтрации.

В [69] приведён обзор алгоритмов работы бортовых радиолокационных систем, построенных по импульсно-доплеровскому принципу обработки сигналов, при обеспечении наведения нескольких ракет на несколько элементов ГВЦ (находящихся в главном луче ДНА БРЛС и АРГС) по заданному из БРЛС истребителя целераспределению. При этом селекция целей в АРГС осуществлялась либо только за счёт их разрешения, либо разрешения и распознавания элементов ГВЦ. Данный анализ показал, что разработанные алгоритмы позволяют эффективно осуществить в БРЛС истребителя и АРГС ракеты селекцию элементов ГВЦ путем разрешения целей на основе узкополосной доплеровской фильтрации отражённых от них радиолокационных сигналов и распознавания состояния разрешаемых элементов ГВЦ на этапе их сопровождения.

Информативная ёмкость отражённого сигнала во многом определяется условиями его радиолокационного наблюдения в БРЛС истребителя и АРГС ракеты. **Обеспечить требуемые условия наблюдения отраженных от ГВЦ сигналов в БРЛС и АРГС можно за счет применения соответствующих методов самонаведения ЛА.** Созданию условий, которые

позволили бы обеспечить необходимую информативную ёмкость отражённых радиолокационных сигналов, а алгоритмы их обработки эффективно могли бы извлечь из них необходимую информацию о состоянии ГВЦ, и посвящена данная монография, где основное внимание уделено синтезу методов самонаведения истребителя и ракеты на элементы ГВЦ.

В зоне обзора БРЛС истребителя как основного источника информации может одновременно находиться несколько управляемых ракет противника, пущенных на различные истребители. В зависимости от степени угрозы со стороны каждой из пущенных ракет противника решения, принимаемые летчиком истребителя, могут находиться в следующем диапазоне [1]:

- обеспечение выполнения боевой задачи – ракета наводится «не на меня» – отсутствие угрозы;
- организация защиты самолета – ракета наводится «на меня» – максимальная угроза:
  - ❖ манёвр с обеспечением выполнения боевой задачи (тактический отворот);
  - ❖ манёвр со срывом боевого задания, т. е. выход из атаки (гарантированный отворот).

Вид и эффективность подобного маневрирования напрямую зависят от времени начала манёвра.

***Для организации эффективной защиты самолета от пущенной на него управляемой ракеты на его борту необходима следующая информация: скорость полета пущенной на истребитель управляемой ракеты противника, дальность до нее, направление ее подлета к истребителю.***

Значительное место в данной монографии занимают вопросы разработки метода распознавания направления полёта пущенной ракеты противника по принципу «на меня – не на меня» и синтеза алгоритма, его реализующего, с оценкой времени до встречи ракеты с истребителем при наведении «на меня» в режиме ее сопровождения в БРЛС истребителя.

# 1. АНАЛИЗ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ИСТРЕБИТЕЛЕМ И РАКЕТОЙ

## 1.1. Назначение, состав и алгоритмы функционирования радиоэлектронной системы управления истребителем и ракетой класса «воздух–воздух»

С учетом того, что состав, особенности построения и выполняемые функции РЭСУ истребителя с БРЛС и ракеты с АРГС идентичны, далее будем употреблять аббревиатуру РЭСУ ЛА.

На рис. 1.1. приведена структура РЭСУ ЛА, принцип работы которой пояснён в [27, 28].

В общем случае текущее состояние ЛА характеризуется вектором управляемых фазовых координат  $X_y$ . Вектор требуемых фазовых координат  $X_T$  определяет требуемую фазовую траекторию (метод самонаведения) ЛА.

В процессе управления ЛА векторы требуемых и управляемых фазовых координат, а также вектор  $X_{ВЦ}$  состояния ВЦ преобразуются в параметр рассогласования  $\Delta$ .

Векторы  $\xi_{и}$  (шумы измерений) и  $\xi_y$  (возмущения объекта управления ЛА) на рис. 1.1. показывают воздействие на РЭСУ случайных возмущений. Величина  $\delta_p$  характеризует отклонение рулевых органов ЛА.

Важнейшей частью РЭСУ, её «мозгом», является информационно-вычислительная система – БРЛС для истребителя и АРГС для ракеты, предназначенная для информационного обеспечения процесса управления. В её состав входят [27, 28] датчики информации (измерители) различной физической природы, основными из которых являются радиоэлектронные, осуществляющие формирование параметров рассогласования, непосредственно воздействующих на САУ (СУР).

Так, САУ (СУР) преобразует параметры рассогласования в соответствующие отклонения рулевых органов ЛА, которые должны наилучшим (оптимальным по заданному критерию) образом обеспечивать выполнение цели управления.

На примере АРГС ракеты рассмотрим её обобщённую структурную схему (рис. 1.2.) [27, 28].

Оценка фазовых координат полёта ракеты осуществляется на основе информации от датчиков собственного движения. Так, собственные ускорения ракеты в горизонтальной  $j_T$  и вертикальной  $j_B$  плоскостях управления

оцениваются акселерометрами, ориентированными по соответствующим осям [27, 28].

Информация о фазовых координатах, связанных с полётом цели, формируется на основе радиолокационного контакта с целью.

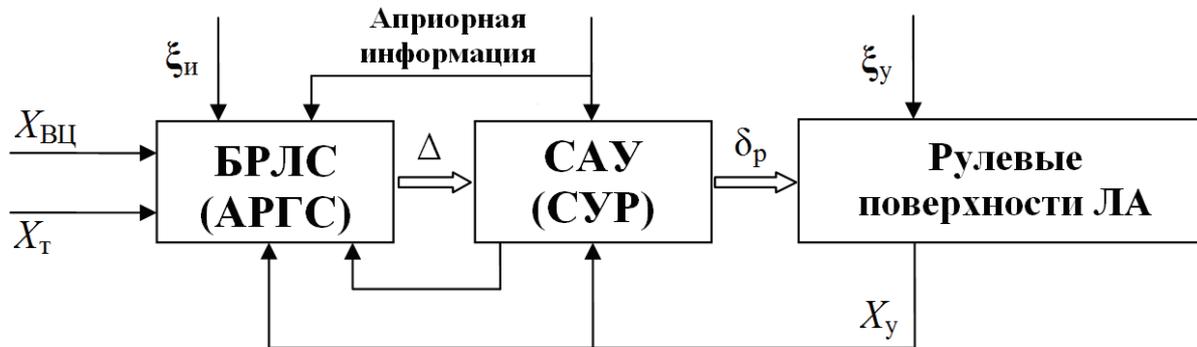


Рис. 1.1. Структура РЭСУ ЛА

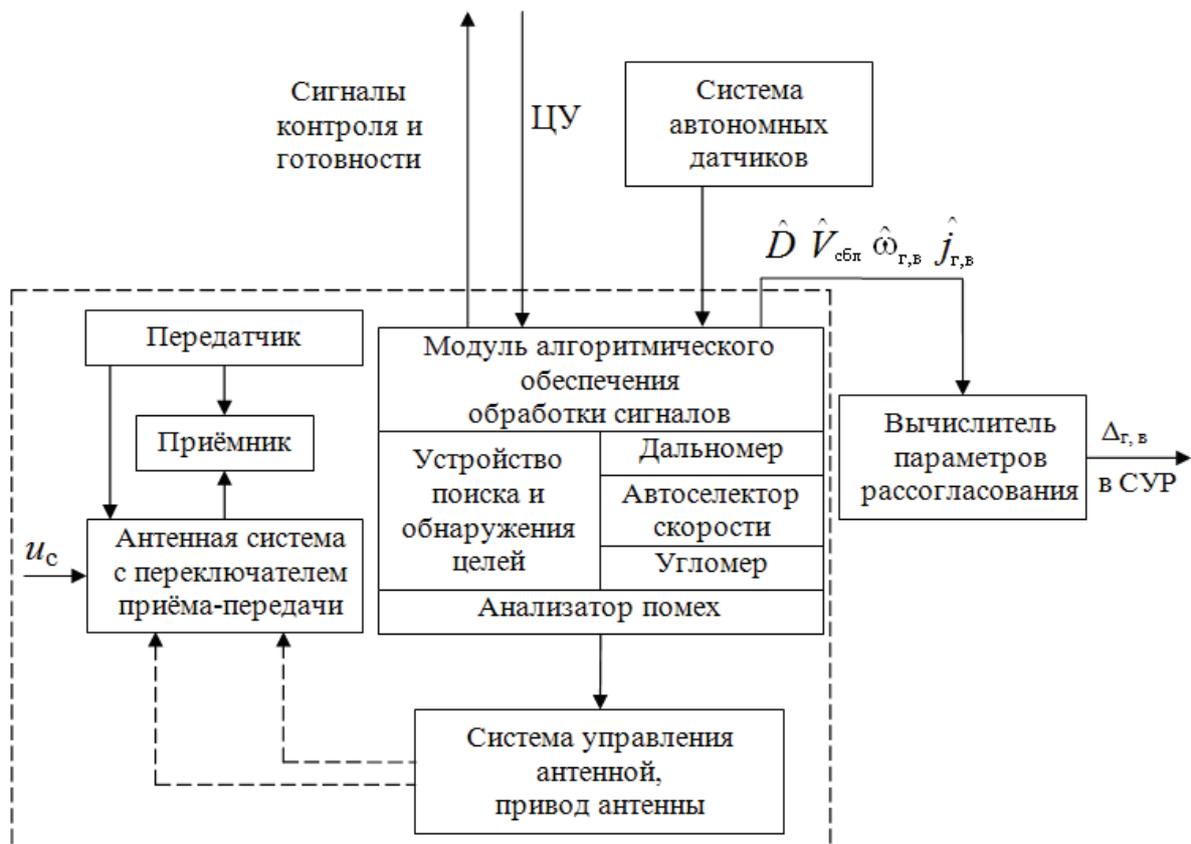


Рис. 1.2. Обобщённая структурная схема АРГС ракеты

Так, в автоселекторе скорости измеряется скорость сближения  $V_{\text{сбл}}$  ракеты с ВЦ, в угломере – углы пеленга  $\varphi_r$ ,  $\varphi_v$  ВЦ и угловые скорости вращения  $\omega_r$ ,  $\omega_v$  линии визирования «ракета–цель» соответственно в горизонтальной и вертикальной плоскостях, в дальномере – дальность  $D$  между ракетой и целью. По данным измерений бортовой вычислитель (входит в состав модуля алгоритмического обеспечения обработки сигналов, на рис. 1.2. не показан) решает следующие задачи [27, 28]:

- на основе априорных сведений формирует оценки необходимых для реализации соответствующего метода самонаведения параметров относительного и абсолютного полётов цели и ракеты, которые определяются косвенно;
- выбирает метод самонаведения ракеты на цель;
- анализирует помеховую обстановку и при необходимости включает определённые средства помехозащиты, подключает нерадиотехнические измерители либо перенацеливает ракеты на другую ВЦ или постановщик помех;
- формирует сигналы подготовки и управления радиовзрывателя.

В вычислителе параметров рассогласования для выбранного метода определяются параметры рассогласования в горизонтальной  $\Delta_r$  и вертикальной  $\Delta_v$  плоскостях управления соответственно, характеризующие степень несоответствия действительных параметров полёта ракеты их требуемым значениям.

В свою очередь, СУР (рис. 1.1) преобразует параметры рассогласования в отклонения рулевых органов ракеты, обеспечивает автоматическое выполнение различных режимов её полёта, решает задачи стабилизации, повышения устойчивости, ограничения по перегрузкам [27, 28].

В [26–28, 35, 36] рассмотрены основные характеристики и особенности функционирования существующих АРГС, а также обоснованы следующие требования, которым должны будут удовлетворять перспективные АРГС 5-го поколения.

1. Использование в качестве зондирующего сигнала когерентных импульсных последовательностей с высокими (при наведении ракеты в переднюю полусферу) и средними (при наведении ракеты в заднюю полусферу) частотами повторения импульсов, что позволит обеспечить максимальные дальности обнаружения воздушных целей на встречных и догонных курсах.

2. Применение в качестве антенны АРГС плоской волноводно-щелевой антенной решетки, а в перспективе – фазированной антенной решетки.

3. Большая дальность обнаружения целей.

4. Высокое разрешение по угловым координатам, скорости и дальности.

5. Высокоинтеллектуальная, адаптивная обработка сигналов и помех, при которой ракета будет способна выбирать заданные ВЦ для их атаки.

6. Комплексование пассивного, полуактивного и активного каналов в интересах повышения точности и помехозащищенности.

7. Высокая скрытность работы и помехозащищенность.

Основные характеристики, особенности функционирования и требования, которым должны удовлетворять перспективные БРЛС, являются практически аналогичными приведенным выше.

Задача управления наведением летательного аппарата на воздушную цель, в процессе которого в его БРЛС или АРГС необходимо дополнительно обеспечить требуемые (наилучшие) условия для радиолокационного наблюдения, может быть решена [27, 28, 55] за счет выбора положений измерителей (БРЛС или АРГС). При этом положение измерителей относительно воздушной цели определяется реализуемым на борту летательного аппарата методом самонаведения.

В данном случае под методом самонаведения истребителя понимается закон формирования требуемой фазовой траектории, при полёте по которой дополнительно создаётся эффект радиолокационного синтезирования апертуры антенны [27, 28, 39, 55]. В свою очередь, под методом самонаведения ракеты понимается [27] закон формирования на основе её радиолокационного контакта (посредством АРГС) с атакуемой целью требуемой фазовой траектории, наведение по которой позволит поразить цель.

В настоящее время для наведения истребителей на воздушную цель применяются следующие методы [1, 27, 28]: «кривая атаки»; «параллельное сближение»; «наведение в наивыгоднейшую упрежденную точку встречи»; «комбинированный» на основе методов «прямое сближение» и «кривая атаки»; «наведение на упрежденную зону пуска (прямая атака)».

1. *Кривая атаки.* Наиболее широко применяемый метод наведения. Формирует направление полета в точку встречи ракеты с целью, при этом траектория полёта представляет собой линию непрерывных точек пуска. Применяется на всех этапах атаки с использованием как прямоугольной, так и лучевой систем координат в авиационных комплексах МиГ-25, МиГ-31, Су-27 и ряде других. На борту некоторых истребителей метод «кривая атаки» используется на конечном участке, в зоне пуска. Основными недостатками являются увеличение ракурса в процессе атаки и повышенный расход перегрузки. Применение метода на этапе дальнего самонаведения ведет к некоторому ограничению зоны возможных атак.

2. *Параллельное сближение.* Траектория прямолинейного движения истребителя в точку его встречи с целью с сохранением начального ракурса. Реализован в истребителях МиГ-31Б, МиГ-31М. К особенностям следует

отнести увеличенные потребные пеленги при больших первоначальных ракурсах атаки или скоростях цели, затягивание в связи с этим времени достижения зоны пуска и возможное сокращение ее протяженности в сложных условиях атаки.

3. *Наведение в наивыгоднейшую упрежденную точку встречи* (прямое сближение). Самолет летит прямолинейно в точку пуска, находящуюся на дальности залпа от воздушной цели, определяемой заданием дальности поражения. При этом уменьшается расход перегрузки истребителя и упрощается сопряжение с методами дальнего наведения.

4. *Комбинированный метод самонаведения*. Он объединяет положительные качества методов «прямое сближение» и «кривая атаки». Реализован на борту истребителей МиГ-23, МиГ-29. На начальном участке атаки применяется метод «прямое сближение». На конечном участке (кривая атаки в зоне пуска) обеспечивается последовательный пуск ракет в любой точке участка. Комбинированный метод расширяет зоны возможных атак с передней полусферы.

Однако затруднение условий атаки, изменение характеристик информационных систем, улучшение параметров наведения управляемого оружия, применение групповых действий авиации привело к необходимости разработки нового метода – наведение на упрежденную зону пуска (прямая атака).

5. *Наведение на упрежденную зону пуска* (прямая атака). Сущностью данного метода самонаведения является прицеливание по центру упрежденной зоны пуска управляемой ракеты. Наведение на упрежденную зону пуска используется на этапе дальнего самонаведения, задачей которого является сближение с зоной применения оружия и вход в зону с требуемыми параметрами наведения по реальной цели.

Основные особенности метода наведения на упрежденную зону пуска:

- проведение оценки и учета упрежденного положения зоны разрешенного пуска при формировании траектории наведения;
- сокращение времени сближения истребителя с зоной пуска при любом начальном тактическом состоянии;
- обеспечение при перехвате неманеврирующей цели спрямления траектории наведения, т. е. уменьшение расхода управляющих воздействий и роста текущего ракурса к моменту пуска;
- наведение истребителя на центр упрежденной зоны пуска, что позволяет ему с меньшими затратами компенсировать изменение тактической ситуации и слабее реагировать на возможный маневр цели;
- возможность использования при реализации группового траекторного взаимодействия, когда вместо вычисляемых значений дальности

и ракурса пуска используются установочные параметры: заданная дальность пуска и заданный ракурс пуска.

Таким образом, анализ существующих и перспективных методов самонаведения истребителей позволяет сделать следующие выводы:

- методы «прямая атака» и «наведение в наивыгоднейшую упрежденную точку встречи» (метод «прямое сближение») являются оптимальными (с точки зрения минимизации времени сближения с зоной пуска) для использования в дальнем воздушном бою;

- данные методы обеспечивают практически неизменный ракурс наблюдения групповой воздушной цели и необходимые условия только для пуска управляемых ракет с полуактивной радиолокационной головкой самонаведения и только по одиночной воздушной цели.

Следует особо отметить, что приоритет в области синтеза оптимальных методов самонаведения самолётов и ракет принадлежит таким отечественным учёным, как М. В. Максимов, Г. И. Горгонов, В. И. Меркулов, В. С. Чернов и др. [27, 28, 68]. Однако их работы посвящены синтезу оптимальных методов самонаведения только на одиночные воздушные цели.

В работах В. С. Вербы, В. И. Меркулова, А. И. Шуклина и др. [28, 39, 52] рассмотрены вопросы синтеза оптимальных методов самонаведения самолётов на воздушные цели с созданием эффекта радиолокационного синтезирования апертуры антенны.

В [53, 54] приводятся результаты исследований по вопросам разрешения целей в режиме синтезирования апертуры антенны БРЛС ЛА в процессе его наведения на наземные цели.

В существующих РЭСУ ракет класса «воздух–воздух» наибольшее распространение получил метод ПН [27]. По данному методу требуемое значение бокового ускорения  $j_{\Gamma(\text{В})}$  в соответствующей плоскости управления (горизонтальной – индекс «Г» или вертикальной – индекс «В») должно быть пропорционально угловой скорости вращения  $\omega_{\Gamma(\text{В})}$  линии визирования «ракета–цель» и скорости сближения  $V_{\text{сбл}}$  ракеты с целью, т. е.

$$j_{\Gamma(\text{В})} = N_0 V_{\text{сбл}} \omega_{\Gamma(\text{В})}, \quad (1.1)$$

где  $N_0$  – навигационная постоянная.

При дальнейшем рассмотрении методов самонаведения будем считать, что каналы управления ракетой идентичны и не влияют друг на друга, поэтому все зависимости приводятся применительно к горизонтальной плоскости управления [27].

Согласно (1.1) на борту ракеты формируется параметр рассогласования

$$\Delta_{\Gamma} = N_0 V_{\text{сбл}} \omega_{\Gamma} - j_{\Gamma}, \quad (1.2)$$

характеризующий несоответствие действительного значения бокового ускорения  $j_r$  ракеты в рассматриваемой плоскости управления (в данном случае горизонтальной) его требуемому значению.

Достоинствами метода пропорционального наведения является все-ракурсность, практически прямолинейная траектория наведения ракеты и всевысотность её полёта, а также достаточно хорошее сопряжение со всеми методами самонаведения истребителя, которые могут применяться непосредственно перед пуском ракет. Поэтому он принят в качестве базового при разработке других методов самонаведения ракеты.

Указанные достоинства МПН проявляются при наведении ракеты только на неманеврирующие ВЦ, тогда как при атаке маневрирующей цели появляются значительные промахи [27]. При данных условиях более применим метод пропорционального наведения со смещением, параметр рассогласования для которого в горизонтальной плоскости управления определяется соотношением

$$\Delta_r = N_0 V_{\text{сбл}} (\omega_r + \Delta\omega_r) - j_r, \quad (1.3)$$

где  $\omega_r$  – значение угловой скорости вращения линии визирования «ракета–цель», рассчитанное при условии, что цель не маневрирует;

$\Delta\omega_r$  – приращение угловой скорости вращения линии визирования «ракета–цель», обусловленное манёвром цели.

В [55] приводятся результаты исследований, связанные с разрешением по доплеровской частоте в АРГС ракеты воздушных целей, летящих в сомкнутых БП, за счёт учёта с помощью узкополосной доплеровской фильтрации различий траекторных скоростных и угловых флюктуаций ведущих и ведомых самолётов группы, обусловленных необходимостью сохранения последними заданных формы и параметров БП. При этом самонаведение ракеты осуществляется в соответствии с методом (1.1) и алгоритмом (1.2). Однако из-за имеющейся неоднозначности «угол–доплеровская частота» на практике возникают ситуации, когда скоростные и угловые флюктуации целей в группе взаимно компенсируются, что приводит к неразрешению целей по доплеровской частоте в АРГС ракеты даже при использовании узкополосной доплеровской фильтрации. Так, на основе результатов ЛЭИ [50, 56] установлено, что на практике могут быть ситуации, когда интервал времени (в пределах которого элементы ГВЦ разрешаются) либо вообще не существует (соизмерим со временем самонаведения ракеты), либо он таков, что цели разрешаются частично. При этом ГВЦ будет наблюдаться как одиночная цель в АРГС ракеты. Следовательно, ракета будет наводиться на энергетический центр ГВЦ. Таким образом, метод пропорционального наведения не всегда позволяет создать условия для разрешения по доплеровской частоте элементов ГВЦ.

В работах [18, 55, 57–60] нашли дальнейшее развитие вопросы, связанные с траекторным управлением ракет при их самонаведении на элементы ГВЦ, летящие в сомкнутом БП. При этом траекторное управление ракетой осуществлялось в интересах совместного обеспечения требуемых условий радиолокационного наблюдения сигналов, отражённых от ГВЦ (с целью обеспечения эффективной работы алгоритмов обработки информации для последующей селекции целей в группе), и минимального промаха каждой ракеты при её самонаведении на заданную цель из состава группы.

В частности, было предложено осуществлять разрешение по доплеровской частоте элементов ГВЦ в АРГС ракеты за счёт её соответствующего траекторного управления, искусственно создавая при этом эффект РСА антенны [59]. Для этого предлагалось отклонить на определенный угол вектор скорости ракеты от опорной траектории, определяемой базовым методом пропорционального наведения. Реализация такого отклонения ракеты от опорной траектории заключается во введении в контур управления ракеты постоянной по величине и не равной нулю требуемой угловой скорости вращения  $\omega_{т.г}$  линии визирования «ракета–цель», определяемой как [59]:

$$\omega_{т.г} = \frac{\lambda}{2\Delta L_{\min}} F_{\Phi}, \quad (1.4)$$

где  $\Delta L_{\min}$  – требуемое минимальное линейное разрешение целей в группе.

Параметр рассогласования для соответствующего метода самонаведения в горизонтальной плоскости формируется по аналогии с (1.3) следующим образом:

$$\Delta_{г} = N_0 V_{сбл} (\omega_{г} \pm \Delta \omega_{т.г}) - j_{г}. \quad (1.5)$$

Однако и в данном случае из-за той же неоднозначности «угло–доплеровская частота» могут возникнуть ситуации неразрешения целей. В [60] приведён алгоритм выбора траектории самонаведения ракеты в соответствии с уравнением (1.2) или (1.5). Выбор траектории самонаведения ракеты при этом осуществляется в зависимости от сложившейся ситуации относительно качества разрешения по доплеровской частоте целей в группе, что, в свою очередь, влияет на результат анализа оцененного количества разрешаемых по доплеровской частоте целей в БРЛС истребителя и введённого в качестве предстартового целеуказания или на этапе радиокоррекции в АРГС ракеты и оцененного количества разрешаемых в ней целей при непосредственном её полёте.

Несмотря на хорошие характеристики метод самонаведения и алгоритм траекторного управления ракетой, описываемые выражением (1.5), не являются в общем случае оптимальными, так как величина угла откло-

нения вектора скорости ракеты от опорной траектории для создания РСА выбирается эмпирически.

Дальнейшим развитием данного метода стала разработка метода самонаведения, который приведён в работах О. В. Викулова [55] и представляет собой разновидность метода пропорционального наведения со смещением. Параметр рассогласования для данного метода самонаведения определяется выражением

$$\Delta_{\Gamma} = N_0 V_{\text{сбл}} (\omega_{\Gamma} + \Delta \omega_{\text{см.}\Gamma}) - j_{\Gamma}, \quad (1.6)$$

где

$$\omega_{\text{см.}\Gamma} = \frac{q_p}{16kV_{\text{сбл}}^2} \frac{\lambda}{\Delta L_{\text{min}}} F_{\Phi},$$

$q_p$  – коэффициент штрафа, характеризующий требования по разрешению элементов ГВЦ;

$k$  – коэффициент штрафа на величину сигнала управления.

Метод самонаведения (1.6), хотя и является оптимальным (по терминальному функционалу качества) с точки зрения радиолокационного разрешения элементов ГВЦ, но не всегда при этом обеспечивает минимальный промах ракеты при её наведении [55].

В дальнейшем этот метод был усовершенствован в работах Ю. В. Нечаева [57], где кроме создания оптимальных условий для разрешения элементов ГВЦ при решении задачи наведения обеспечивается и оптимальное управление шириной полосы пропускания узкополосного доплеровского фильтра в соответствии с локальным функционалом качества. В данном методе параметры рассогласования для соответствующих сигналов управления в горизонтальной плоскости определяются соотношениями:

$$\Delta_1 = \frac{q_1}{k_1 D} \left[ \omega_{\Gamma} - \omega_{\text{т.}\Gamma} + \frac{k_2 U_{\text{д.опт}}}{q_2 B_{\text{д}}} \right] - j_{\Gamma}; \quad (1.7)$$

$$\Delta_2 = \frac{q_2 B_{\text{д}}}{k_2} \left[ \omega_{\text{т.}\Gamma} - \omega_{\text{опт.}\Gamma} + \frac{k_1 D}{q_1} j_{\text{опт.}\Gamma} \right] - U_{\text{д}}, \quad (1.8)$$

где

$$B_{\text{д}} = \frac{\lambda S_{\text{д}}}{2N_{\text{отч}} \Delta L_{\text{min}}};$$

$q_1$  – коэффициент штрафа на точность оценивания текущего значения угловой скорости вращения линии визирования «ракета–цель»;

$k_2$  – коэффициент штрафа на величину сигнала управляющего напряжения  $U_{\text{д}}$  подсистемы управления полосой пропускания узкополосного доплеровского фильтра;

$U_{д.опт}$  – оптимальный сигнал управляющего напряжения;

$k_1$  – коэффициент штрафа на величину сигнала управления боковым ускорением УР;

$q_2$  – коэффициент штрафа на точность оценивания текущего значения ширины полосы пропускания узкополосного доплеровского фильтра;

$B_{д}$  – коэффициент эффективности сигнала управления подсистемы управления полосой пропускания узкополосного доплеровского фильтра;

$\omega_{т.опт.г}$  – оптимальное значение требуемой составляющей угловой скорости вращения линии визирования «ракета–цель» при управлении полосой пропускания узкополосного доплеровского фильтра;

$j_{опт.г}$  – оптимальный сигнал управления боковым ускорением ракеты;

$S_{д}$  – коэффициент передачи блока управления частотой дискретизации алгоритма дискретного преобразования Фурье;

$N_{отч}$  – число отсчетов дискретизации алгоритма дискретного преобразования Фурье;

$\Delta L_{min}$  – требуемое минимальное линейное разрешение целей в группе.

В состав алгоритмического обеспечения АРГС ракеты входит и алгоритм селекции элементов ГВЦ, основанный на их разрешении и распознавании заданного для атаки типа цели из состава группы. В данном алгоритме распознавание заданного для атаки типа цели осуществляется путем использования информации о взаимном частотном расположении сигналов первичной (отражений от планеров самолётов группы) и вторичной модуляций (отражений сигналов от первых ступеней компрессора (турбины) низкого давления силовых установок самолётов). Основная уязвимость такого распознавания типа цели заключается в существенной зависимости информации о частотном расположении сигналов первичной и вторичной модуляций от ракурса радиолокационного наблюдения сигналов в АРГС ракеты. Поэтому был разработан модифицированный метод самонаведения ракеты, позволяющий обеспечить в её АРГС условия для радиолокационного наблюдения отражённых от ГВЦ сигналов вторичной модуляции под требуемым ракурсом в интересах последующего распознавания типа атакующей цели в составе группы. Он предложен в работах А. В. Богданова и А. А. Филонова [69]. Для реализации его в контур самонаведения ракеты вводится требуемое значение угловой скорости вращения  $\omega_{тр.г}$  линии визирования «ракета–цель», изменяющееся по определённому, заранее известному закону. При этом параметр рассогласования формируется по аналогии с (1.3), (1.5) следующим образом:

$$\Delta_{г} = N_0 V_{сбл} (\omega_{г} \pm \Delta \omega_{тр.г}) - j_{г}. \quad (1.9)$$

Рассмотренный метод не является строго оптимальным, так как в качестве априорных законов изменения требуемого значения угловой скоро-